

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЯЕМОЙ КОНЦЕВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА

### Введение

В конструкции крыла современного самолета находят широкое применение законцовки, в том числе винглеты [1].

Отсутствуют данные по возможности управления самолетом при помощи управляемых винглет. Существуют примеры данных только об неуправляемых законцовках крыла самолета, которые исследовал Британский Королевский технологический институт. Для определения аэродинамических характеристик крыла с неуправляемой законцовкой использовалась программа «Tornado». Целью исследования было обеспечение максимального прироста подъемной силы. Были рассмотрены три вида законцовок – установленного дополнительного крылышка, законцовка Уиткомба, состоящая из двух частей, и «киль», устанавливаемый на верхней поверхности крыла. Результаты показали, что максимальный прирост коэффициента подъемной силы и максимальное увеличение аэродинамического качества обеспечивает законцовка-крылышко, устанавливаемое в плоскости крыла. Полученные результаты согласуются с данными исследований, проводившихся в Центральном аэрогидродинамическом институте имени профессора Н. Е. Жуковского [2]. Ранее подобными исследованиями также занимались китайские аэродинамики с использованием другого вида неуправляемой законцовки, но результаты в открытых источниках не найдены.

В рамках данной работы планируется исследовать различные виды управляемых законцовок. Законцовки крыла служат для увеличения эффективного размаха крыла, снижая индуктивное сопротивление, создаваемое срывающимся с конца крыла вихрем и, как следствие, увеличивая подъемную силу на конце крыла.

В современных экономических условиях роста цен на энергоносители требуется уменьшение расхода топлива. В авиации это может быть достигнуто уменьшением аэродинамического сопротивления. Применение законцовок крыла позволяет улучшить топливную экономичность у самолётов, либо дальность полёта. Одни и те же типы самолётов могут иметь разные варианты законцовок.

В наше время обостряются экологических проблем с выбросом вредных веществ в атмосферу. С установкой управляемого винглета, количество выбросов уменьшится.

## **Постановка задачи**

Концепция управляемой законцовки (винглета) крыла предлагается для уменьшения индуктивного сопротивления и управления летательным аппаратом. В данной работе рассмотрен первый пункт, так как согласно предыдущим исследованиям винглет при своей технологической простоте позволяет получить большее значение аэродинамического качества по сравнению с классическими крыльями.

Целью работы является определение оптимальной геометрии управляемой законцовки крыла самолета по критерию аэродинамического качества.

## **Методика расчета**

Аналитические методы, разработанные для определения индуктивного сопротивления крыла конечного удлинения, не позволяют оценить аэродинамические характеристики крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями. Поэтому для данной задачи необходимо использовать методы численной или экспериментальной аэродинамики. Последние, однако, в виде летных испытаний или продувок в аэродинамической трубе требуют значительных финансовых затрат, поэтому целесообразно остановиться на численных методах.

Расчет обтекания крыла с законцовками основывается на решении уравнений Навье-Стокса с использованием моделей турбулентности класса RANS (*Reynolds averaged Navier-Stocks* – усредненные по времени параметры турбулентности). В данном случае выбрана модель  $k-\omega$  SST (сочетание моделей  $k-\varepsilon$  и  $k-\omega$ ), так как она адекватна для расчета пристеночного (пограничного) слоя, учитывает ламинарно-турбулентный переход и подходит для отрывных течений и высоких градиентов давления [3].

В работе проведено сравнение аэродинамических характеристик различных вариантов законцовок и их положений относительно крыла. Крыло прямоугольное в плане с хордой  $b=500$  мм и размахом  $l=5000$  мм (удлинение  $\lambda=10$ ) и  $l=4000$  мм (удлинение  $\lambda=8$ ) без геометрической и аэродинамической крутки. Геометрия профиля крыла HN-417 приведена на рис. 1.

Рассмотренные варианты законцовок установлены перпендикулярно крылу, имеют сужение 1,67, стреловидность по передней кромке 30 градусов, крутка между корневой и концевой хордами 2 градуса. Профиль законцовки PSU-90-125WL с относительной толщиной 12 % представлен на рис. 2; также испытан профиль законцовки толщиной 6 %.

Рассмотрены отношения корневой хорды винглета к корневой хорде крыла. Параметры законцовки выбраны согласно рекомендациям более ранних исследований [4].

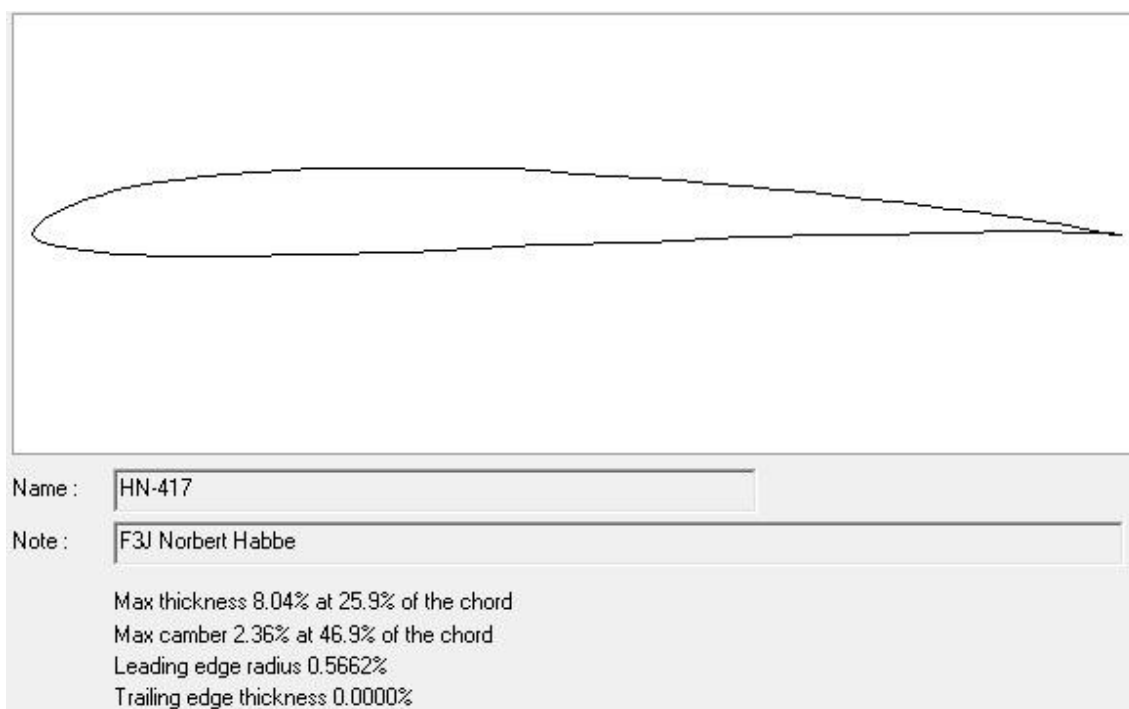


Рис. 1. Профиль крыла HN-417 с параметрами

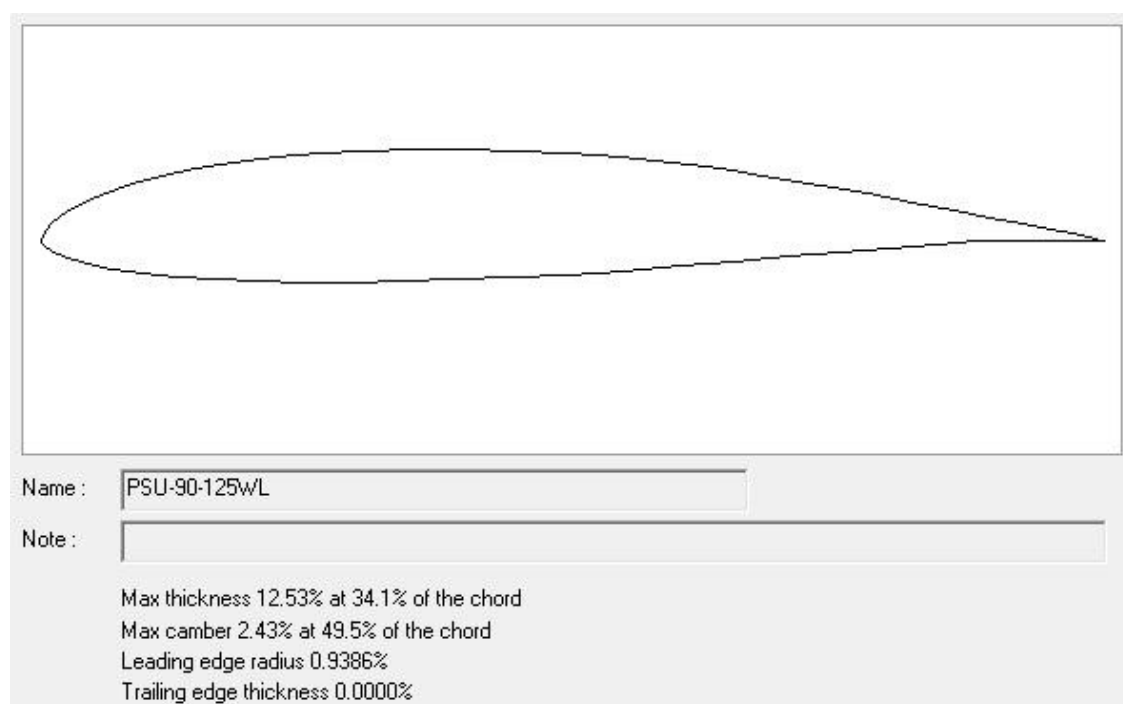


Рис. 2. Профиль законцовки PSU-90-125WL с параметрами

Все расчеты выполнены при числе Маха  $M=0,2$ , нормальном атмосферном давлении  $p=101\,325$  Па, температуре  $T=27$  °С, одинаковых параметрах модели турбулентности (начальная степень турбулентности 0,05 %, масштаб турбулентности 0,05 м).

Расчетная сетка неструктурированная с тетраэдрическими элементами в качестве основных и призматическими элементами, моделирующими пограничный слой крыла. Для всех расчетных случаев доказана сеточная независимость решения путем адаптации сетки по градиенту давления с повторным расчетом.

### Результаты исследования

В начале работы определяем аэродинамические характеристики крыла удлинением 10 без законцовки, далее добавляем к крылу разные управляемые законцовки толщиной 12 % и их также рассчитываем. В итоге сравниваем аэродинамические характеристики всех крыльев с управляемыми законцовками и проводим оценку эффективности оптимального варианта. Числа 0.5, 0.6, 0.7 в названии законцовки означает отношение корневой хорды законцовки к хорде крыла (рис. 3 ... рис. 6).

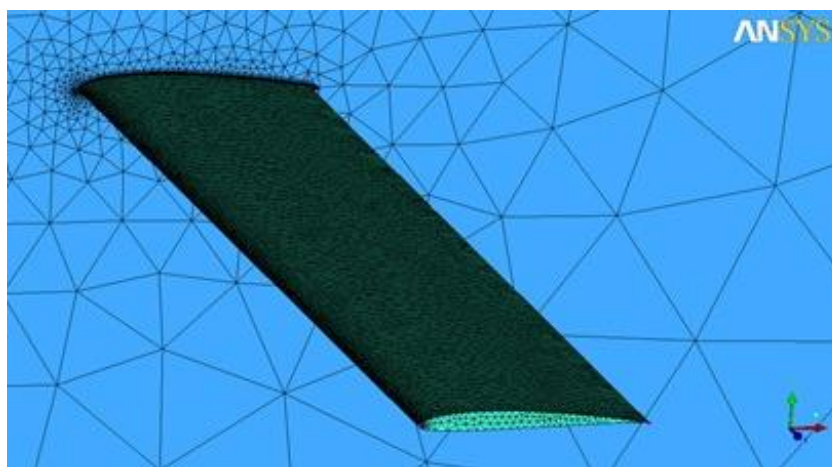


Рис. 3. Математическое моделирование без законцовки

Для вариантов крыла с управляемыми винглетами построены расчетные сетки и заданы граничные условия. Аэродинамические характеристики этих вариантов находятся в процессе расчета. Результаты исследования вытекают со следующих подставленных законцовок к крылу.

Максимальное аэродинамическое качество крыла с удлинением  $\lambda=10$  без законцовок составляет 24,35, с законцовками толщиной 12 % – от 21,8 до 22,1, а с законцовками толщиной 6 % -- 24,25. Таким образом, разница максимального аэродинамического качества для крыла с оптимальной законцовкой находится в пределах точности измерения (рис.7...10).

Максимальное значение коэффициента подъемной силы и критический угол атаки крыла при установке законцовок увеличиваются.

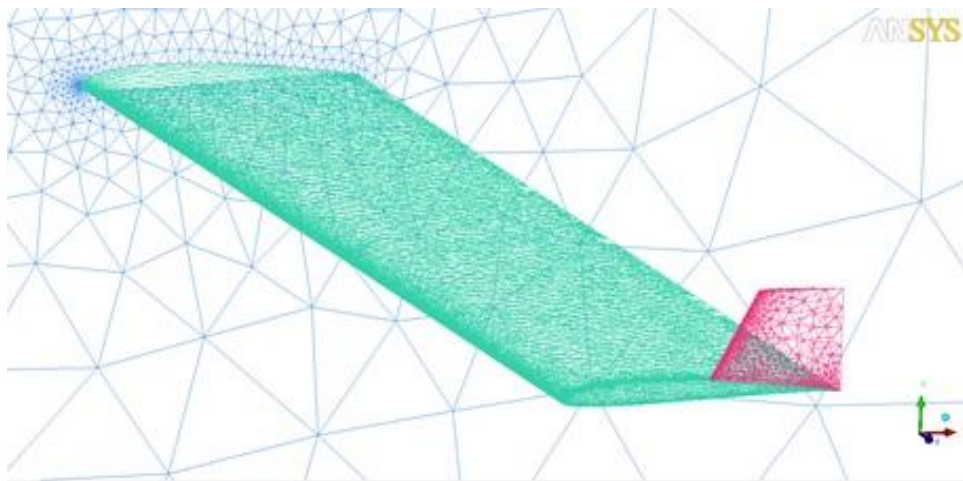
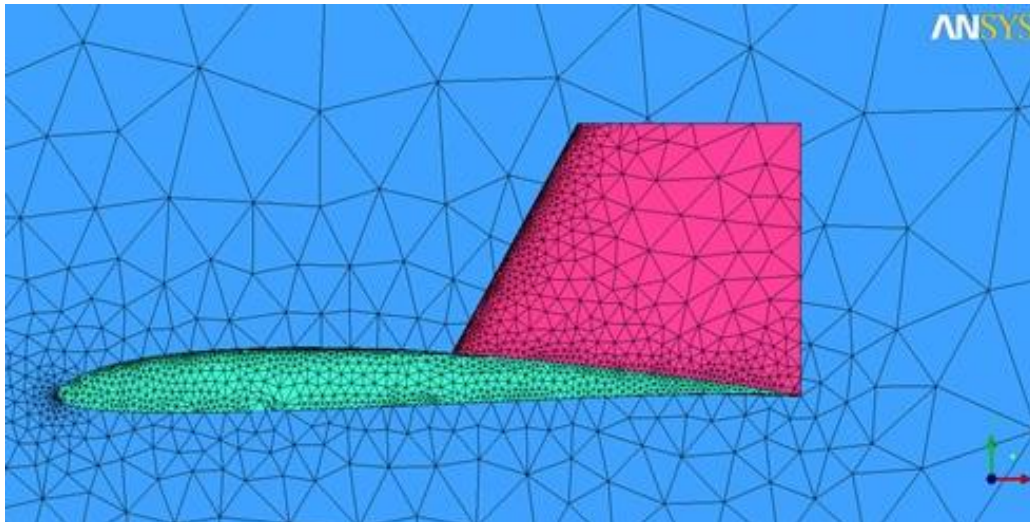


Рис. 4. Вид крыла с законцовкой 0,5 сбоку

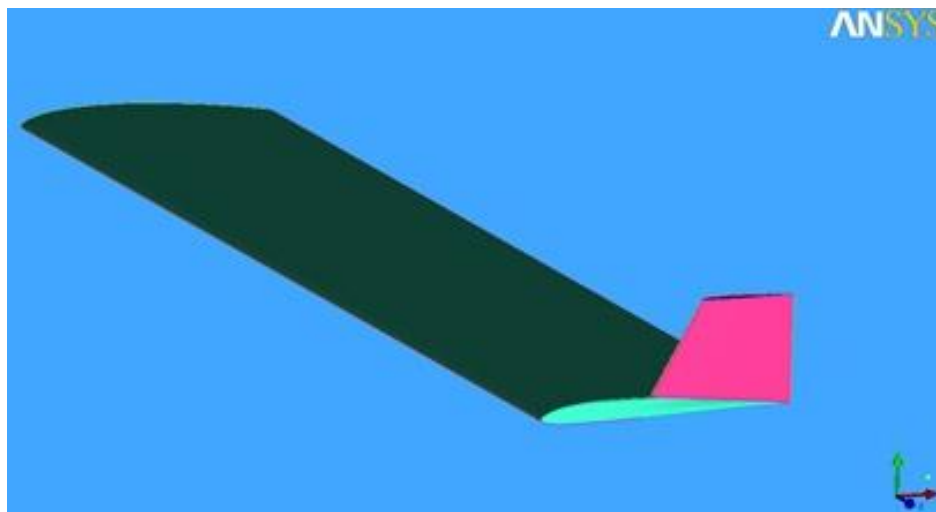


Рис. 5. Вид крыла с законцовкой 0,6 сбоку

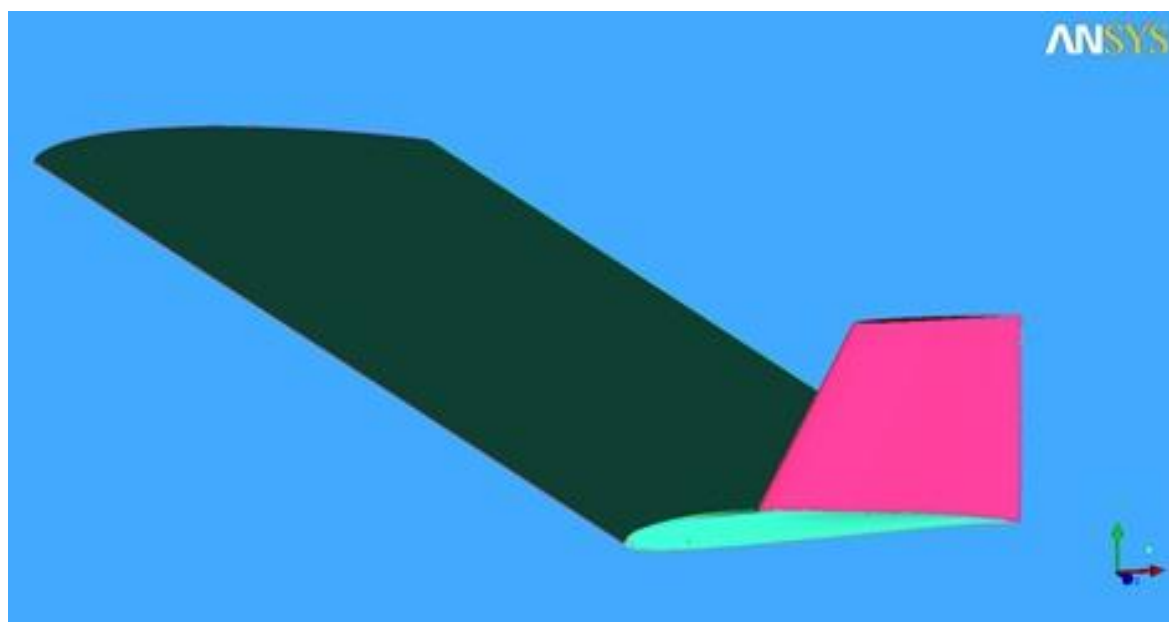


Рис. 6. Вид крыла с законцовкой 0,7 сбоку

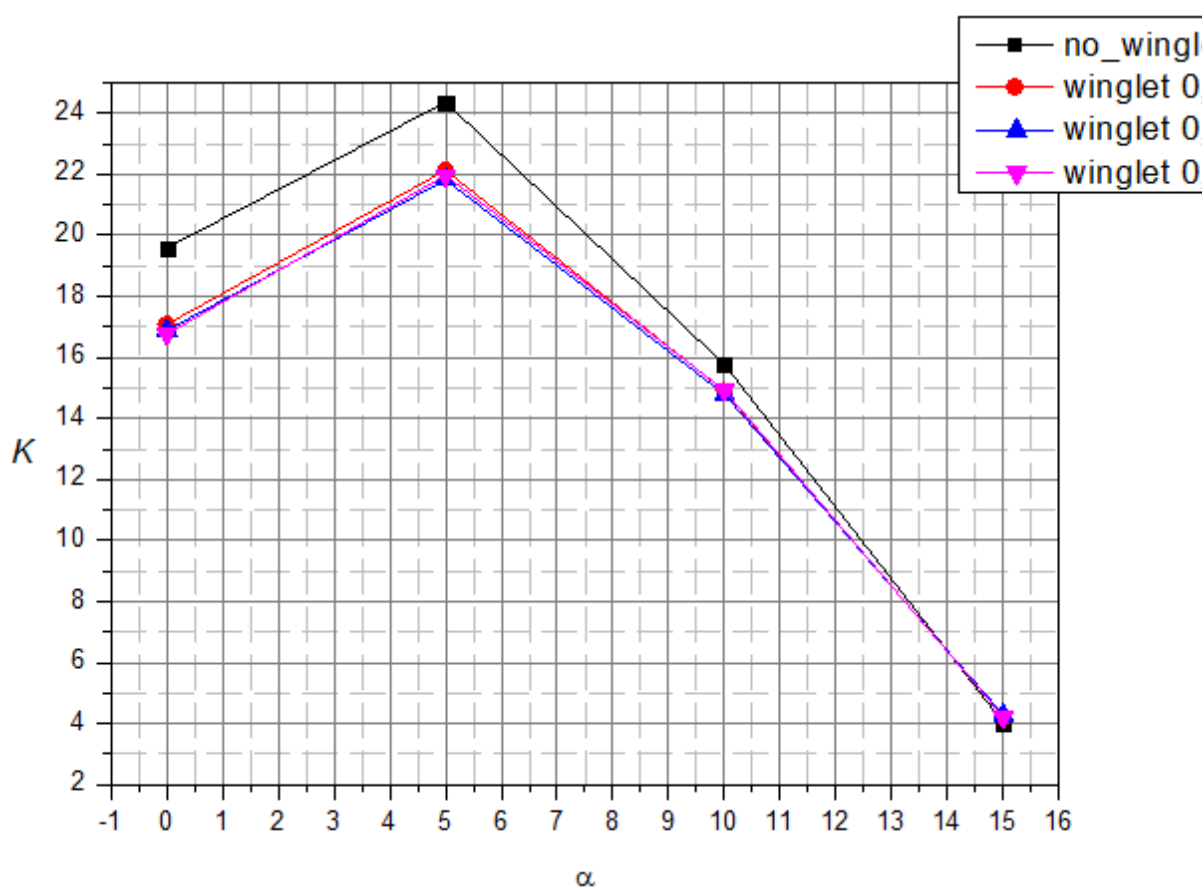


Рис. 7. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла  $\lambda=10$ , толщина законцовки 12 %)

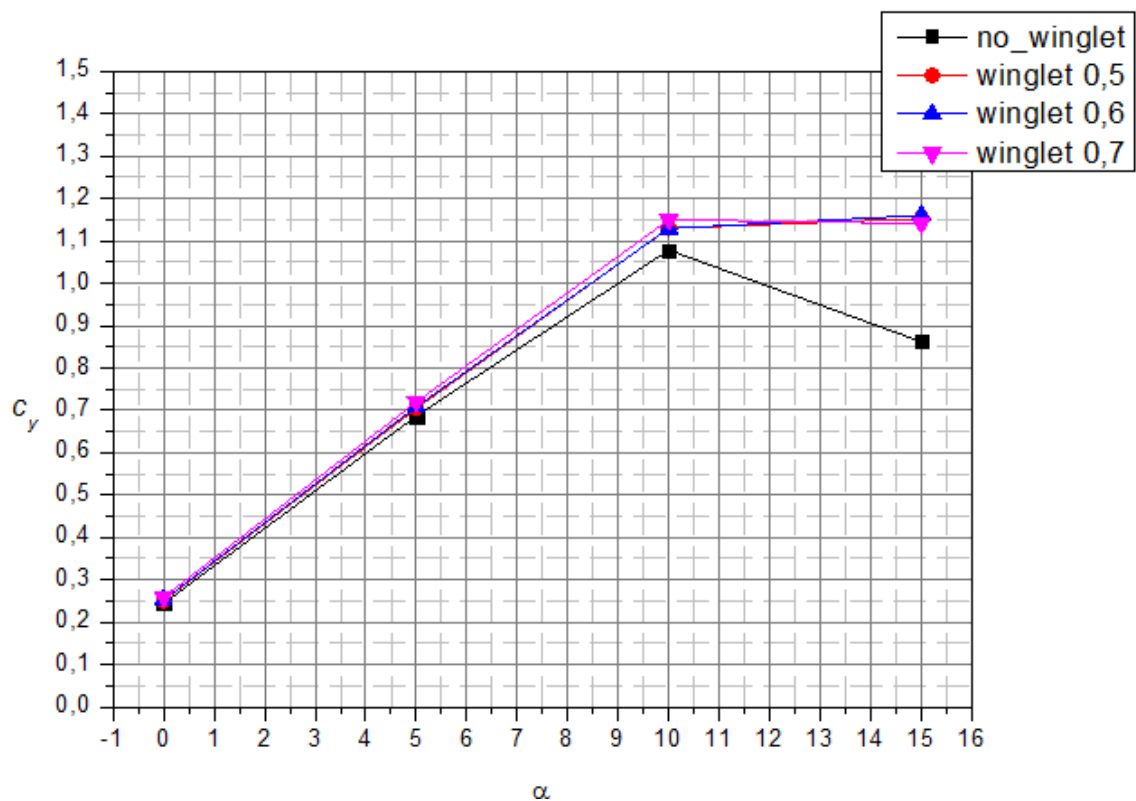


Рис. 8. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (удлинение крыла  $\lambda=10$ , толщина законцовки 12 %)

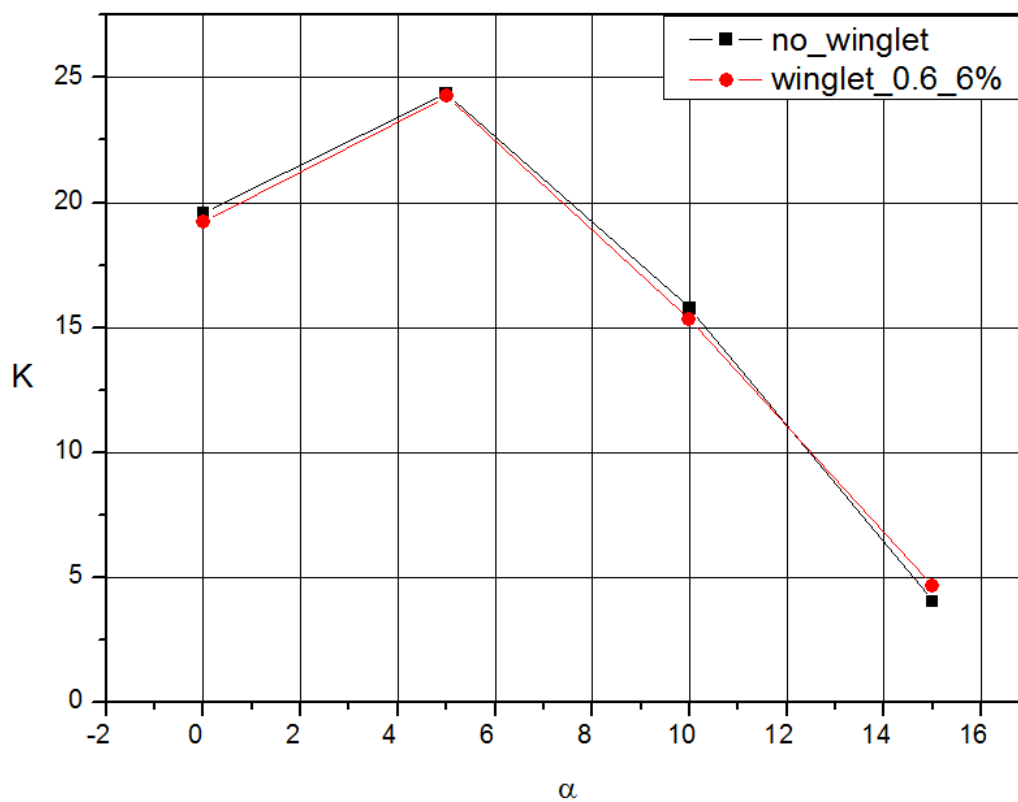


Рис. 9. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла  $\lambda=10$ , толщина законцовки 6 %)



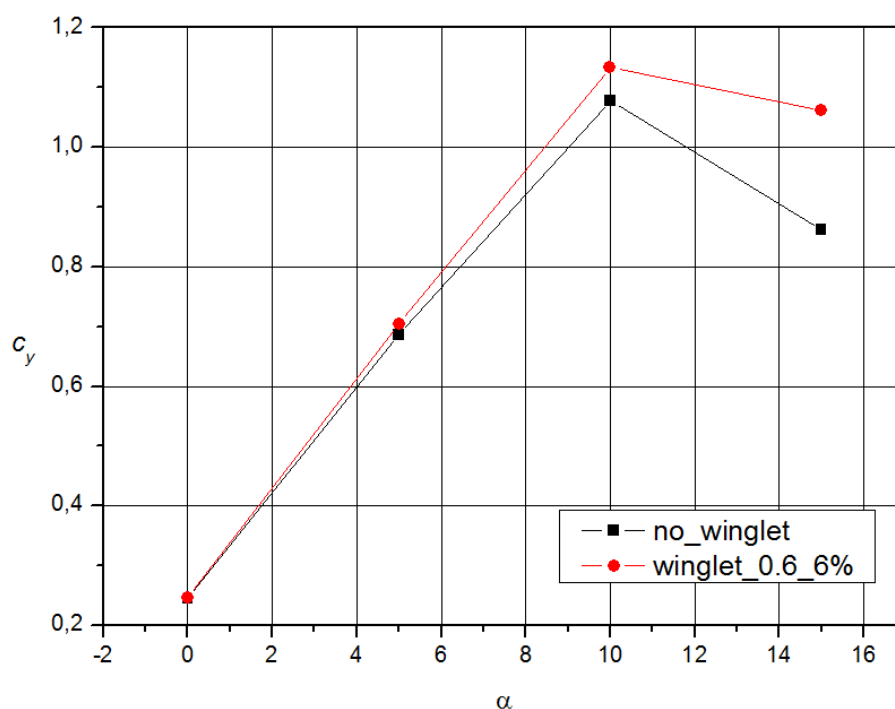


Рис. 10. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (удлинение крыла  $\lambda=10$ , толщина законцовки 6 %)

Для крыла с удлинением  $\lambda=8$  без законцовок 21,95, а с законцовками толщиной 6 % – 22,3 (рис. 11, рис. 12).

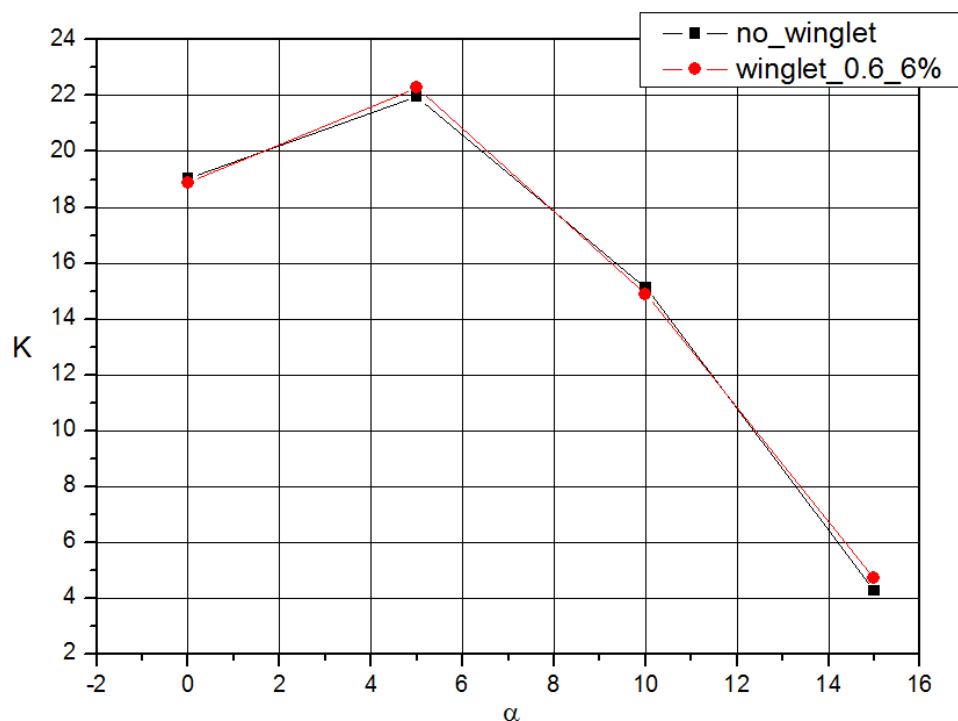


Рис. 11. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки (удлинение крыла  $\lambda=8$ , толщина законцовки 6 %)



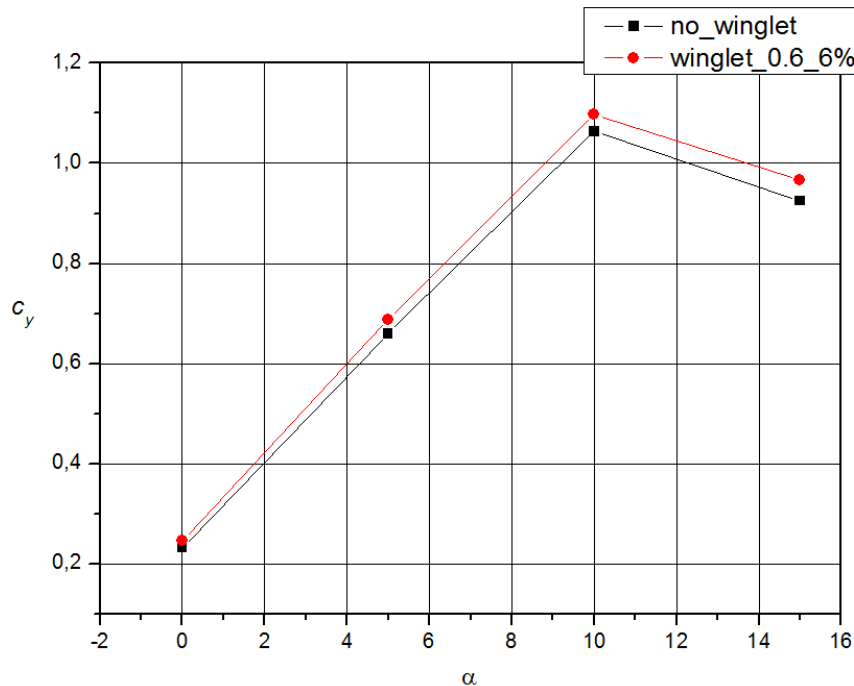


Рис. 12. Залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки (удлинение крыла  $\lambda=8$ , толщина законцовки 6 %)

## Выводы

Предложенная концепция делает шаг вперед к самым современным достижениям в разработке законцовок крыла самолетов. Рассмотренные выше варианты законцовок не приводят к увеличению максимального аэродинамического качества крыла с удлинением  $\lambda=10$ , но являются эффективными при удлинении  $\lambda=8$  (прирост максимального аэродинамического качества составляет  $\sim 0,35$ ). Кроме того, при любом удлинении положительным эффектом применения данных законцовок является увеличение максимального коэффициента подъемной силы, что позволяет уменьшить скорости взлета и посадки, то есть сократить разбег и пробег самолета, использовать его на более коротких взлетно-посадочных полосах.

Сравнение законцовок с корневой хордой равной 0,5, 0,6 и 0,7 хорды крыла показывает незначительное отличие их аэродинамических характеристик.

## Список использованной литературы

1. Колесников, Г. А. Аэродинамика ЛА [Текст] / Г. А. Колесников – М: Машиностроение, 1969. – 224 с.
2. Томас Мелин. Британский Королевский технологический тут [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [www.flyg.kth.se/divisions/aero/software/tornado](http://www.flyg.kth.se/divisions/aero/software/tornado) – 15.11.2014.

3. *Лاپин Ю.В.* Статическая теория турбулентности: прошлое и настоящее (краткий очерк идей) [Текст] / Ю.В. Лапин // Научно технические ведомости. – №2(2004). – С. 7–20.
4. *Masak, P.* Soar Idaho Masak Winglet Design Considerations, [Электронный ресурс]. – Режим доступа:  
<http://www.soaridaho.com/Schreder/Technical/Winglets/Masak.htm> – 09.11.2014.